

IAP20 Red GANTTO 15 DEC 2005

führen. Während des Lastbetriebs der Gasturbine kühlt die Kühlluft die Zwischenräume der Rotorscheiben.

5 Auch ist aus der DE 665 762 die Rotorscheibenkühlung einer Gasturbine während des Lastbetriebs bekannt

Außerdem offenbart die DE 39 09 606 A1 einen Rotor für eine Flugzeug-Gasturbine, der von einem Fluidstrom durchströmbar ist. Um einen minimalen Verlust des Wirkungsgrades des Triebwerkszyklus zu erreichen, wird der Rotor während des Betriebes mit dem Fluid entweder erwärmt oder gekühlt. Beim Betrieb der Gasturbine wird zum Kühlen des Rotors Verdichtereintrittsluft dem Verdichter entnommen und im Inneren des Rotors entlang einer Hohlwelle geführt, welche am Austritt der Turbine abgeführt wird. Zum Beheizen des Rotors wird dem Verdichter stromabwärts der ersten Verdichterstufe verdichtete und somit bereits erwärmte Verdichterluft entnommen und über ein außenliegendes Ventil einer Mischkammer zugeführt, in der sich die erwärmte und verdichtete Luft mit der kühlen Verdichtereintrittsluft vermischt. Anschließend erfolgt die Durchströmung des kühleren Rotors mit warmer Luft.

25 Darüber ist aus der US 6,382,903 das kurzeitige Beheizen des
Rotors einer Gasturbine nach deren Start bekannt, um den
Rotor schneller zu erwärmen. Hierzu wird die durch Verdichten
aufgeheizte Verdichterendluft dem Rotor zugeführt.

30 Darüber hinaus ist bekannt, dass die Grenzen für die Reduzierung der Radialspalte durch das Warmstartproblem festgelegt sind. Das Warmstartproblem tritt auf, wenn beim Herunterfahren, also während der Abkühlphase, einer Gasturbine diese im noch nicht vollständig ausgekühlten Zustand erneut gestartet wird. Der Rotor kann dabei sich im 35 Strömungskanal festklemmen, da sich das Gehäuse schneller abkühlt als der Rotor mit den an ihm angeordneten

PCT/EP2004/005754

Laufschaufelrädern und Laufschaufeln. Den thermisch bedingten Reduzierungen der Abmessungen des Gehäuses kann der noch warme, sich langsamer abkühlende Rotor nicht folgen. Bei zu gering bemessenen Radialspalten wird daher der noch nicht

5 vollständig abgekühlte Rotor nach Wiederanfahren der Gasturbine durch die auf Grund der Fliehkräftedehnungen sich verlängernden Schaufeln festgeklemmt. Dies führt nicht nur zur Verhinderung der Drehbarkeit des Rotors, sondern darüber hinaus auch zu kostspieligen Beschädigungen an der

10 Gasturbine. Ferner werden die Betriebszeiten der Gasturbine verringert, da nach dem Ende der Befeuerung der Gasturbine erst die vorgegebene Abkühlphase abgewartet werden muss, ehe ein erneuter Start der Gasturbine schadlos durchgeführt werden kann.

15 Zu groß bemessene Radialspalte führen dagegen zu einem unerwünscht geringen Wirkungsgrad der Gasturbine, da das Prozessgas im Strömungskanal in nicht zu vernachlässigender Weise durch die Radialspalte strömt, ohne wenigstens einen

20 Teil seiner Energie bestimmungsgemäß an die Schaufeln zu übertragen.

Bei Gasturbinen kommt dieser Nachteil besonders zum Tragen, weil hier im Strömungskanal hohe Temperaturen vorherrschen.

IAP20 Recd 05/07/05 15 DEC 2005

Patentansprüche

5 1. Strömungsmaschine (3), insbesondere Gasturbine mit einem Verdichter,
mit einer in einem Gehäuse (1) der Strömungsmaschine (3) drehbar gelagertem Rotor (2),
mit einem in dem Rotor (2) angeordneten Zuführkanal (4)
10 zur Zuführung eines Fluids und
mit einem in dem Rotor (2) angeordneten Abführkanal (16)
zum Abführen des Fluids,
wobei die Zuführung Mittel (10) zur Beeinflussung der Fluidströmung aufweist,
15 dadurch gekennzeichnet, dass
die Einspeiseöffnung (4a) des Zuführkanals (4) radial weiter innen liegt als die Auslassöffnung (16a) des Abführkanals (16) und
dass das Mittel (10) zur Beeinflussung der Fluidströmung
20 durch eine selbsttätige fliehkraftgesteuerte Betätigungsanordnung gebildet ist.

IAP20 Rec'd. 15 DEC 2005

PCT/EP2004/005754
2003P00692WO

- 2 -

rotor disks. During the load operation of the gas turbine, the cooling air cools the intermediate spaces of the rotor disks.

5 The rotor-disk cooling of a gas turbine during the load operation has also been disclosed by DE 665 762.

In addition, DE 39 09 606 A1 discloses a rotor for an aircraft gas turbine through which a fluid flow can flow. In order to achieve a minimum loss of efficiency of the powerplant cycle, 10 the rotor is either heated or cooled with the fluid during operation. During operation of the gas turbine, compressor inlet air is extracted from the compressor for cooling the rotor and is directed in the interior of the rotor along a hollow shaft and is discharged at the outlet of the turbine. To 15 heat the rotor, compressed and thus already heated compressor air is extracted from the compressor downstream of the first compressor stage and is fed via an external valve to a mixing chamber in which the heated and compressed air mixes with the cool compressor inlet air. Hot air then flows through the 20 cooler rotor.

In addition, US 6,382,903 discloses the brief heating of the rotor of a gas turbine after it has been started in order to heat the rotor more quickly. To this end, the final compressor 25 air heated by compression is fed to the rotor.

In addition, it is known that the limits for the reduction in the radial gaps are established by the hot-start problem. The hot-start problem occurs if, during the shutdown, that is to 30 say during the cooling phase, of the gas turbine, the latter is restarted in the not yet completely cooled state. In the process, the rotor may jam in the flow passage, since the casing cools down more quickly than the rotor together with the

moving-blade wheels and moving blades arranged on it. The still hot rotor cooling down more slowly cannot follow the thermally induced reductions in the dimensions of the casing. If the radial gaps are dimensioned to be too small, the blades lengthening on account of the centrifugal-force expansions will therefore jam the not yet completely cooled rotor after restarting of the gas turbine. This not only prevents the rotor from being able to rotate but also leads to costly damage to the gas turbine. Furthermore, the operating periods of the gas turbine are reduced, since the predetermined cooling phase must first be effected after the end of the firing of the gas turbine before the gas turbine can be safely restarted.

On the other hand, radial gaps which are dimensioned to be too large lead to an undesirably low efficiency of the gas turbine, since the process gas in the flow passage, in a manner not to be disregarded, flows through the radial gaps without transmitting at least some of its energy to the blades in accordance with the intended purpose.

This disadvantage becomes especially noticeable in gas turbines, since high temperatures prevail here in the flow passage.

PCT/EP2004/005754
2003P00692WO

Patent claims

1. A turbomachine, in particular a gas turbine with a compressor, having a rotor (2) rotatably mounted in a casing (1) of the turbomachine (3), having a feed passage (4) arranged in the rotor (2) and intended for feeding a fluid, and having a discharge passage (16) arranged in the rotor (2) and intended for discharging the fluid, the feed having means (10) for influencing the fluid flow, characterized in that the feeding opening (4a) of the feed passage (4) lies radially further on the inside than the outlet opening (16a) of the discharge passage (16), and in that the means (10) for influencing the fluid flow is formed by an independent actuating arrangement controlled by centrifugal force.

